

# **Politecnico di Torino**

**Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale**

**Anno Accademico: 2021/2022**



## **CORSO DI GASDINAMICA**

### **Relazione di laboratorio**

**Laboratorio 1: misura della distribuzione di  
pressione attorno ad un profilo NACA 0015**

**Studente: Jacopo Grognardi**

**Matricola: 295561**

# SOMMARIO

<b>1. Descrizione e obiettivi dell'attività.....</b>	<b>1</b>
<b>2. Flusso attorno ad un profilo alare.....</b>	<b>1</b>
2.1 Coefficiente di pressione e numero di Reynolds .....	1
2.2 Rapporto tra velocità locale e velocità di corrente .....	2
2.3 Coefficiente di portanza.....	2
2.4 Influenza del profilo e dell'angolo di incidenza .....	3
<b>3. Strumentazione e raccolta dati .....</b>	<b>4</b>
<b>4. Dati sperimentali e ambientali.....</b>	<b>5</b>
<b>5. Elaborazione dei dati.....</b>	<b>6</b>
5.1 Calcolo di $c_p$ e $U_e/U_\infty$ per $0 \leq x/c \leq 0,8$ .....	6
5.2 Calcolo di $c_p$ e $U_e/U_\infty$ per $x/c = 1$ .....	7
5.3 Calcolo del coefficiente di portanza .....	7
5.4 Calcolo del numero di Reynolds .....	8
<b>6. Risultati e conclusioni.....</b>	<b>9</b>
<b>Riferimenti .....</b>	<b>11</b>

# 1. Descrizione e obiettivi dell'attività

La presente attività di laboratorio consiste nella misura, in galleria del vento, della distribuzione delle pressioni attorno ad un profilo alare NACA 0015 ad un'incidenza di  $8^\circ$ . A partire da tale misura, si calcoleranno il numero di Reynolds caratteristico della corrente, le distribuzioni dei coefficienti di pressione, gli andamenti del rapporto tra velocità esterna allo strato limite  $U_e$  e velocità della corrente indisturbata  $U_\infty$  e il coefficiente di portanza. Il valore dei diversi parametri e i loro grafici in funzione della coordinata adimensionale  $x/c$  sono riportati al termine dell'elaborato.

## 2. Flusso attorno ad un profilo alare

Si fornisce ora una breve descrizione del fenomeno studiato. Alcune delle relazioni illustrate verranno usate in seguito per illustrare l'elaborazione dei dati sperimentali.

### 2.1 Coefficiente di pressione e numero di Reynolds

Quando una corrente fluida investe un corpo si viene a creare una forza aerodinamica agente su quest'ultimo, pari alla somma dei contributi infinitesimi locali in termini di pressione e attrito viscoso. Trascurando gli sforzi di attrito, avremo una forza aerodinamica dipendente solo delle pressioni relative attorno al profilo:

$$F_a = \int_S (p + \tau) dS \approx \int_S p dS \quad (2.1)$$

Il principale parametro adimensionale usato per studiare la distribuzione di pressioni intorno ad un corpo è il **coefficiente di pressione**, definito come il rapporto tra la differenza di pressione statica agente su un punto della superficie del profilo – pressione relativa – e la pressione dinamica della corrente che lo investe:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (2.2)$$

dove  $p$  è la pressione locale,  $p_\infty$  la pressione della corrente indisturbata e  $U_\infty$  la sua velocità.

Altro parametro adimensionale fondamentale per lo studio di un profilo alare è il **numero di Reynolds**, definito come il rapporto tra le proprietà cinetiche e le proprietà viscosive della corrente:

$$Re = \frac{\rho U_\infty L}{\mu} \quad (2.3)$$

dove  $\mu$  è la viscosità dinamica dell'aria e  $L$  la lunghezza caratteristica del fenomeno, che, nel caso di un profilo alare, coincide con la corda  $c$ .

## 2.2 Rapporto tra velocità locale e velocità di corrente

La distribuzione delle pressioni è generata dalla distribuzione di velocità attorno al profilo. A regolare la dipendenza tra le due grandezze è l'equazione di Bernoulli, secondo il quale per ogni linea di corrente vale:

$$p_{0\infty} = p_{\infty} + \frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 = p + \frac{1}{2}\rho U_e^2 \quad (2.4)$$

dove  $p_{0\infty}$  indica la pressione totale della corrente indisturbata e  $U_e$  è la velocità del fluido esterna allo strato limite cinetico. Non avrebbe senso parlare di velocità "sul profilo" poiché a parete la velocità è sempre nulla. Dalla (2.4) si ha

$$p - p_{\infty} = \frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 - \frac{1}{2}\rho U_e^2 \quad (2.5)$$

dividiamo ogni membro per la pressione dinamica della corrente:

$$\frac{p - p_{\infty}}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2} = 1 - \left(\frac{U_e}{U_{\infty}}\right)^2 \quad (2.6)$$

da cui, per la (2.2), si ottiene il rapporto tra la velocità della corrente e la velocità locale in funzione del  $C_p$ :

$$1 - \left(\frac{U_e}{U_{\infty}}\right)^2 = c_p \quad \rightarrow \quad \frac{U_e}{U_{\infty}} = \sqrt{1 - c_p} \quad (2.7)$$

## 2.3 Coefficiente di portanza

Per piccoli valori di incidenza, tali che  $\sin(\alpha) \approx \alpha$ , possiamo scrivere la portanza elementare agente su una porzione infinitesima del profilo come

$$dL = [(p_v - p_{\infty}) - (p_d - p_{\infty})] dx \quad (2.8)$$

dove  $p_v$  e  $p_d$  sono le pressioni statiche agenti su ventre e dorso del profilo [1].

Integrando la (2.8) lungo l'intera corda  $c$  del profilo si ottiene la portanza totale

$$L = \int_0^c [(p_v - p_{\infty}) - (p_d - p_{\infty})] dx \quad (2.9)$$

Si definisce **coefficiente di portanza** il rapporto

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 S} \quad (2.10)$$

dove  $S$ , indicante la superficie alare, può essere sostituita da  $S = c \cdot 1$  nel caso di un profilo alare in geometria bidimensionale [1]. La relazione (2.10) diventa quindi

$$c_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c} \quad (2.11)$$

Sostituendo la (1.8) all'interno della (1.10) si può ottenere l'espressione del coefficiente di portanza in funzione della coordinata adimensionale  $x/c$  :

$$c_L = \int_0^1 (c_{p,v} - c_{p,d}) d\left(\frac{x}{c}\right) = \int_0^1 \Delta c_p d\left(\frac{x}{c}\right) \quad (2.12)$$

## 2.4 Influenza del profilo e dell'angolo di incidenza

La Figura (2.1) illustra il profilo NACA 0015: i primi due "0" lo identificano come profilo simmetrico, mentre il "15" si riferisce al rapporto percentuale tra il massimo spessore e la corda.

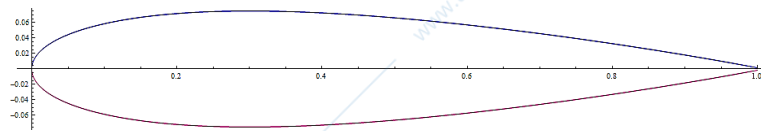


Figura 2.1: il profilo alare NACA 0015 [2]

I profili simmetrici come il NACA 0015 sono incapaci di generare portanza a incidenza nulla: il fluido investe il profilo simmetricamente, creando la medesima distribuzione di velocità – e dunque di pressione relativa – su dorso e ventre; i contributi statici si annullano vicendevolmente e per la (1.8) la portanza risulta nulla.

A mano a mano che l'angolo di incidenza aumenta, aumenta anche la portanza. Ad un preciso valore di incidenza, dipendente dalla geometria del profilo e dalla velocità della corrente, si assiste alla separazione dello strato limite dal dorso del profilo e alla nascita di una zona di ricircolo a valle del profilo, che comporta un notevole aumento della scia e della resistenza aerodinamica e un repentino crollo della portanza.

La Figura (2.2) illustra in maniera semplificata il fenomeno dello stallo aerodinamico per un profilo asimmetrico con valore d'incidenza critico pari a  $15^\circ$ .

L'angolo di incidenza utilizzato ( $8^\circ$ ) si posiziona al disotto del valore di incidenza critico, per cui non si assiste ad alcuna separazione del fluido.

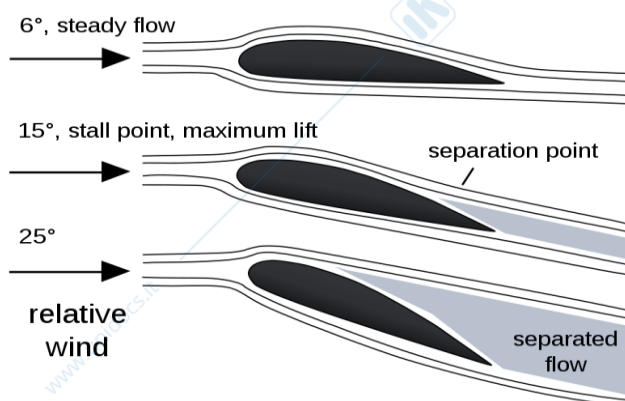


Figura 2.2: stallo aerodinamico su un generico profilo alare [3]

### 3. Strumentazione e raccolta dati

In galleria del vento è posto un troncone d'ala con profilo NACA 0015 di corda  $c = 10$  cm. Nella parte centrale del troncone sono posizionate 11 prese di pressione collegate ad un multi-manometro. Le prese di pressione sono posizionate solamente su un lato del profilo, motivo per cui il troncone viene orientato di  $8^\circ$  per misurare le pressioni agenti sul dorso e di  $-8^\circ$  per quelle agenti sul ventre.

Le colonnine manometriche d'interesse ai fini dell'attività sono 13 e sono così numerate:

- colonnina 1 → misura della pressione statica della corrente indisturbata  $p_\infty$
- colonnina 2 → misura della pressione totale della corrente indisturbata  $p_{0\infty}$
- colonnine da 5 a 15 → misura delle pressioni locali attorno al profilo

Le colonnine 3 e 4 sono intenzionalmente lasciate “vuote” – cioè riferite alla pressione ambiente – per meglio distinguere le colonnine relative alle pressioni attorno al profilo. Le coordinate adimensionali rispetto alla corda delle prese di pressione da 5 a 15 sono le seguenti:

numero presa	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
posizione $x/c$	0	0,025	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8

La modalità di raccolta dati è la seguente: il profilo viene ruotato dell'opportuno angolo di incidenza; la galleria del vento viene chiusa e messa in funzione; quando la galleria del vento ha raggiunto il regime – si può notare lo stabilizzarsi del fluido manometrico – si scatta una fotografia al multi-manometro, dalla quale si ricavano successivamente i dati servendosi della scala millimetrica posta a fianco delle colonnine.

I dati di nostro interesse sono le diverse altezze indicate dalle colonnine, poiché la differenza tra pressioni può essere espressa in funzione della differenza tra due altezze piezometriche dalla legge di Stevino:

$$p_B - p_A = \rho_f g (H_B - H_A) \quad (3.1)$$

dove  $\rho_f = 825 \text{ kg/m}^3$  è la densità del fluido manometrico,  $g$  l'accelerazione di gravità e  $H$  l'altezza piezometrica. Poiché il multi-manometro risulta inclinato di un angolo  $\beta = 30^\circ$  è necessario introdurre un fattore correttivo pari a  $\sin \beta$ . Inoltre, la scala millimetrica procede in verso opposto all'azione delle diverse pressioni sul fluido manometrico. Per questo motivo, per semplificare l'elaborazione dei dati, si inserisce un secondo fattore correttivo pari a -1.

Alla luce di queste considerazioni, ogni differenza di pressioni può essere espressa come:

$$p_B - p_A = -\rho_f g \sin \beta (h_B - h_A) = \rho_f g \sin \beta (h_A - h_B) \quad (3.2)$$

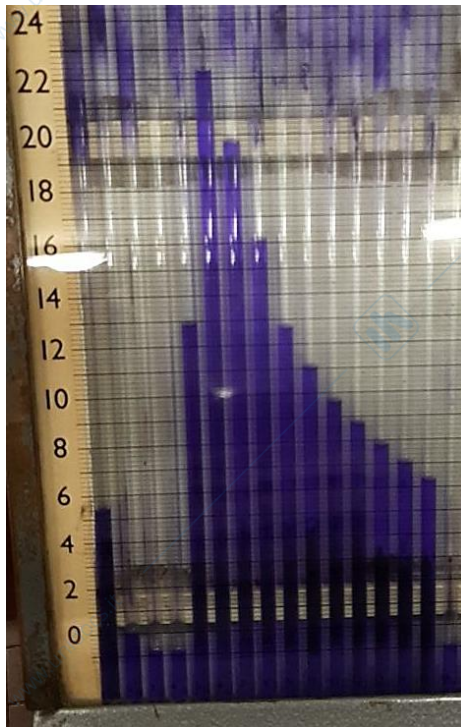
dove  $h$  è l'effettiva lunghezza della colonna di fluido manometrico letta sulla scala millimetrica.

## 4. Dati sperimentali e ambientali

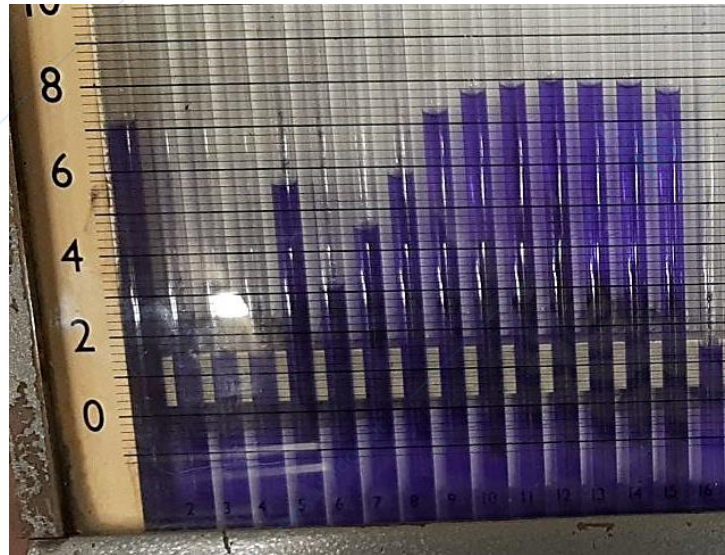
La raccolta dati è avvenuta presso i laboratori di aerodinamica “Modesto Panetti” del Politecnico di Torino il 10 novembre 2021 alle ore 17.30. I dati ambientali registrati sono i seguenti:

- pressione:  $p_a = 999$  hPa
- temperatura:  $T_a = 21,1$  °C
- umidità:  $\phi = 39\%$

Le Figure (4.1) e (4.2) riportano la configurazione delle colonnine manometriche osservata durante le misurazioni relative al dorso e al ventre. I dati sperimentali sono riportati nella Tabella (4.1).



**Figura 4.1:** risultati sperimentali relativi al dorso del profilo



**Figura 4.2:** risultati sperimentali relativi al ventre del profilo

N° presa	posizione $x/c$	DORSO	VENTRE
		$h$ (cm)	$h$ (cm)
1	-	5,4	7
2	-	0	2,4
5	0	12,8	5,6
6	0,025	22,2	3,2
7	0,05	19,6	4,4
8	0,1	16,2	5,6
9	0,2	12,6	7,2
10	0,3	11	7,6
11	0,4	9,6	7,8
12	0,5	8,6	8
13	0,6	7,8	7,8
14	0,7	7	7,8
15	0,8	6,2	7,6

**Tabella 4.1:**  
risultati sperimentali

## 5. Elaborazione dei dati

### 5.1 Calcolo di $c_p$ e $U_e/U_\infty$ per $0 \leq x/c \leq 0,8$

Per l'equazione di Bernoulli (cfr. equazione (2.4)), la relazione (2.2) è riscrivibile come

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} = \frac{p - p_\infty}{p_{0\infty} - p_\infty} \quad (5.1)$$

Per la (3.2), la (5.1) diventa

$$c_p \left( \frac{x}{c} \right) = \frac{\rho_f g \sin \beta \left( h_\infty - h \left( \frac{x}{c} \right) \right)}{\rho_f g \sin \beta (h_\infty - h_{0\infty})} = \frac{h_\infty - h \left( \frac{x}{c} \right)}{h_\infty - h_{0\infty}} \quad (5.2)$$

dove si è esplicitata la dipendenza di  $h$  e quindi di  $c_p$  dalla coordinata adimensionale  $x/c$  e dove le altezze  $h_\infty$  e  $h_{0\infty}$  rappresentano rispettivamente le altezze delle colonnine 1 e 2.

Per dorso e ventre del profilo, si calcola il  $c_p$  di ogni stazione  $x/c$  usando i valori di  $h$  riportati nella Tabella (4.1). In seguito, si sfrutta la relazione (2.7) per calcolare il valore  $U_e/U_\infty$  in ogni stazione:

$$\frac{U_e}{U_\infty} \left( \frac{x}{c} \right) = \sqrt{1 - c_p \left( \frac{x}{c} \right)} \quad (5.3)$$

Una volta in possesso dei valori locali di  $c_p$  e  $U_e/U_\infty$  (ottenuti, per semplicità, attraverso l'impiego di un foglio di calcolo Microsoft Excel) si diagrammano su Matlab in funzione della coordinata  $x/c$ .

## 5.2 Calcolo di $c_p$ e $U_e/U_\infty$ per $x/c = 1$

Possiamo stimare il valore del coefficiente di pressione sul bordo di fuga individuando, per dorso e ventre separatamente, il valore che avrebbe  $c_p$  per  $x/c = 1$  se l'incremento lineare tra i valori registrati nelle ultime due stazioni ( $x/c$  pari a 0,7 e 0,8) rimanesse costante. Avremo:

$$\tilde{c}_{p,v} = \frac{c_{p,v}(0,8) - c_{p,v}(0,7)}{0,8 - 0,7} \cdot (1 - 0,7) + c_{p,v}(0,7) \quad (5.4)$$

$$\tilde{c}_{p,d} = \frac{c_{p,d}(0,8) - c_{p,d}(0,7)}{0,8 - 0,7} \cdot (1 - 0,7) + c_{p,d}(0,7) \quad (5.5)$$

Facendo la media di questi valori si trova  $c_p(1)$ :

$$c_p(1) = \frac{\tilde{c}_{p,v} + \tilde{c}_{p,d}}{2} \quad (5.6)$$

Noto  $c_p(1)$ , si può calcolare il valore di  $U_e/U_\infty$  sul bordo di fuga usando la relazione (5.3).

## 5.3 Calcolo del coefficiente di portanza

Richiamiamo la relazione (2.11):

$$c_L = \int_0^1 (c_{p,v} - c_{p,d}) d \left( \frac{x}{c} \right) = \int_0^1 \Delta c_p d \left( \frac{x}{c} \right)$$

Per ogni stazione  $x/c$  si calcola la funzione  $\Delta c_p$  come

$$\Delta c_p \left( \frac{x}{c} \right) = c_{p,v} \left( \frac{x}{c} \right) - c_{p,d} \left( \frac{x}{c} \right) \quad (5.7)$$

Poiché non si dispone di una funzione continua ma solamente di una distribuzione discreta, per l'integrazione di  $\Delta c_p$  si utilizza la regola dei trapezi:

$$c_L = \int_0^1 \Delta c_p d \left( \frac{x}{c} \right) \approx \frac{1}{2} \sum_{i=2}^n \left[ \left( \frac{x}{c} \right)_i - \left( \frac{x}{c} \right)_{i-1} \right] \cdot \left( (\Delta c_p)_{i-1} + (\Delta c_p)_i \right) \quad (5.8)$$

Il calcolo della (5.8) è implementato dal seguente *script* Matlab:

```
somma=0;
%coordinata adimensionale x/c
x=[0; 0.025; 0.05; 0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5; 0.6; 0.7; 0.8; 1];
%coefficienti pressione dorso
cpd=[-1.3704; -3.1111; -2.6296; -2.0000; -1.3333; -1.0370; -0.7778; -0.5926;
-0.4444; -0.2963; -0.1481; 0.0523];
%coefficienti pressione ventre
cpv=[0.3043; 0.8261; 0.5652; 0.3043; -0.0435; -0.1304; -0.1739; -0.2174;
-0.1739; -0.1739; -0.1304; 0.0523]; %c_p ventre
%differenza coefficienti di pressione
deltacp=cpv-cpd;
%ciclo di sommatoria
for i=2:12
    a=(x(i)-x(i-1))*(deltacp(i)+deltacp(i-1));
    somma=somma+a;
end
%coefficiente di portanza
cl=0.5*somma
```

## 5.4 Calcolo del numero di Reynolds

Calcoliamo in ultimo il numero di Reynolds della corrente. Per l'aria umida, alle condizioni ambiente riportate nel Capitolo 4, abbiamo [4]:

- densità dell'aria:  $\rho \cong 1.179 \text{ kg/m}^3$
- viscosità dinamica dell'aria:  $\mu \cong 1.826 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}$

Sappiamo inoltre che la corda del profilo alare vale  $c = 0,1 \text{ m}$ , che la densità del fluido manometrico è  $\rho_f = 825 \text{ kg/m}^3$  e che l'inclinazione del multi-manometro vale  $\beta = 30^\circ$ . Per la (3.2) si ha che:

$$\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 = p_{0\infty} - p_\infty = \rho_f g \sin \beta (h_\infty - h_{0\infty}) \quad (5.9)$$

Da cui

$$U_\infty = \sqrt{2 \frac{\rho_f}{\rho} g \sin \beta (h_\infty - h_{0\infty})} \quad (5.10)$$

Il numero di Reynolds risulta quindi essere pari a

$$Re = \frac{c}{\mu} \sqrt{2 \rho_f \rho g \sin \beta (h_\infty - h_{0\infty})} \quad (5.11)$$

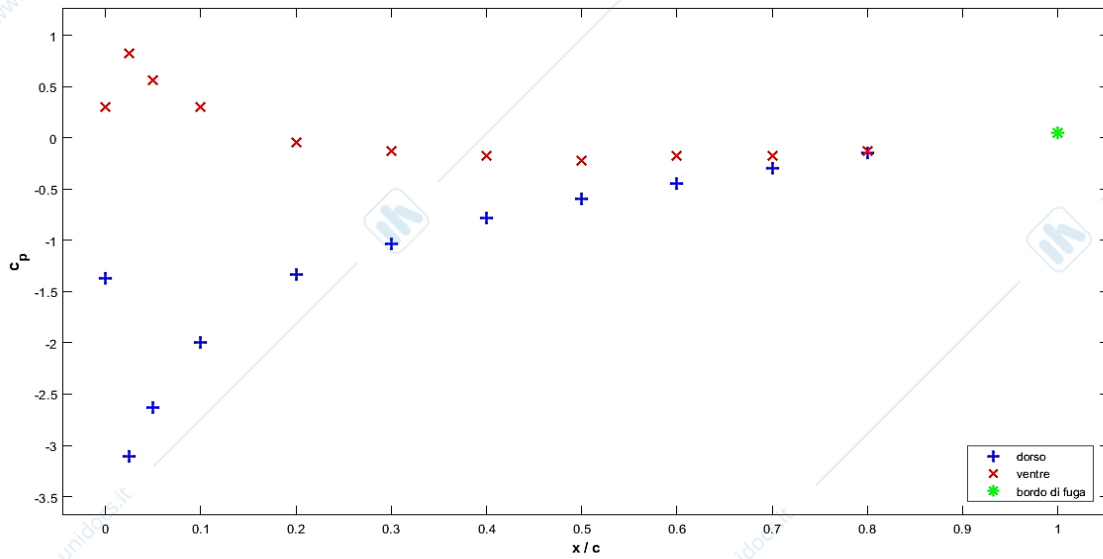
## 6. Risultati e conclusioni

- Numero di Reynolds per il test del dorso:  $Re_d = 124\,312$
- Numero di Reynolds per il test del ventre:  $Re_v = 114\,735$
- Coefficiente di portanza:  $c_L = 0,7715$

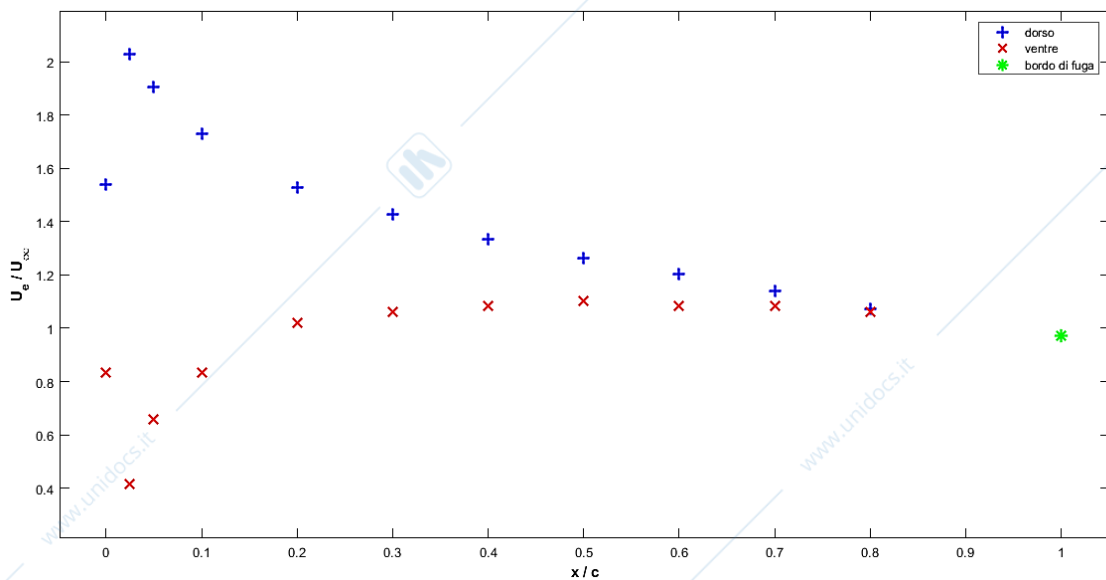
I valori di  $c_p$  e  $U_e/U_\infty$  sono riportati nella Tabella (6.1) insieme alle proprie coordinate adimensionali e sono rappresentati graficamente nelle Figure (6.1) e (6.2).

posizione $x/c$	DORSO		VENTRE	
	$c_p$	$U_e/U_\infty$	$c_p$	$U_e/U_\infty$
0	-1,3704	1,5396	0,3043	0,8341
0,025	-3,1111	2,0276	0,8261	0,4170
0,05	-2,6296	1,9052	0,5652	0,6594
0,1	-2,0000	1,7321	0,3043	0,8341
0,2	-1,3333	1,5275	-0,0435	1,0215
0,3	-1,0370	1,4272	-0,1304	1,0632
0,4	-0,7778	1,3333	-0,1739	1,0835
0,5	-0,5926	1,2620	-0,2174	1,1034
0,6	-0,4444	1,2019	-0,1739	1,0835
0,7	-0,2963	1,1386	-0,1739	1,0835
0,8	-0,1481	1,0715	-0,1304	1,0632
1	0,0523	0,9735	0,0523	0,9735

**Tabella 6.1:** risultati dell'elaborazione dati



**Figura 6.1:** valori del coefficiente di pressione in funzione della coordinata adimensionale  $x/c$



**Figura 6.2:** valori di  $U_e/U_\infty$  in funzione della coordinata adimensionale  $x/c$

Si noti come, in accordo alla relazione (2.6), a più alti valori di  $U_e/U_\infty$  corrispondono valori più bassi di  $c_p$  e come i valori più negativi di  $c_p$  – indice di una depressione locale – si concentrino sul dorso del profilo: è proprio questo che rende possibile la generazione di portanza, intesa come la risultante totale delle pressioni agenti sul profilo alare.

La discrepanza tra i valori di  $c_p(x/c = 0)$  per dorso e ventre sono con molta probabilità dovuti a un piccolo errore nella posizione della presa di pressione numero 5. Si può considerare come valore indicativo del coefficiente di pressione sul bordo d'attacco il valor medio dei dati di dorso e ventre:  $c_p \approx -0,5330$

## Riferimenti

- [1] ARINA R., *Fondamenti di aerodinamica*, Torino, Levrotto & Bella, 2015, pp. 33, 35.
- [2] [https://it.wikipedia.org/wiki/Stallo\\_aerodinamico](https://it.wikipedia.org/wiki/Stallo_aerodinamico), consultato il 17/11/2021
- [3] [https://it.wikipedia.org/wiki/Profilo\\_alare\\_NACA](https://it.wikipedia.org/wiki/Profilo_alare_NACA), consultato il 17/11/2021
- [4] <http://www.ethermo.us/>, *Calculation platform for thermodynamics & transport properties*.